

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

51

Int. Cl. 2:

B 64 C 3/02

19 **BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND**



DE 28 03 041 A 1

11

Offenlegungsschrift 28 03 041

21

Aktenzeichen:

P 28 03 041.3

22

Anmeldetag:

25. 1. 78

43

Offenlegungstag:

2. 8. 79

50

Unionspriorität:

32 33 31

54

Bezeichnung:

Schwanzloses Flugzeug

71

Anmelder:

Paff, Dieter, 6230 Frankfurt

72

Erfinder:

gleich Anmelder

E 28 03 041 A 1

Dr. rer. nat. Helga Schüler
PATENTANWALT

6000 Frankfurt/M.1, 24.1.1978
Kaiserstraße 69 Dr. HS/DD
Telefon (0611) 253333
Postscheck-Konto: 188724-803 München
Bankkonto: 229/9121
Deutsche Bank AG, Frankfurt/M.

PA - 1

Patentansprüche

1. Schwanzloses Flugzeug mit elliptischen Flügeln oder durch Rechtecke und/oder Trapeze angenäherten elliptischen Flügeln, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t , daß die örtliche Tragflügel Tiefe jeweils rumpfseitig über mindestens 10 % der Länge der Tragflügelhalbspanweite (H) gegenüber der dem Ellipsenprofil entsprechenden örtlichen Tiefe vergrößert ist, wobei die stärkste Verbreiterung mehr als 10 % beträgt und der derart verbreiterte Tragflügelbereich im wesentlichen stetig in das übrige exakte oder angenäherte Ellipsenprofil übergeht.
2. Flugzeug nach Anspruch 1, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t , daß die Länge des verbreiterten Tragflügelbereiches (H_{Verbr}) 10 - 50 %, vorzugsweise 25 - 30 %, der Halbspanweite beträgt.
3. Flugzeug nach Anspruch 1 oder 2, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t , daß die Tragflügel Tiefe an der Stelle der stärksten Verbreiterung etwa 110 bis etwa 180 %, vorzugsweise 120 bis 150 % der örtlich entsprechenden, äquivalenten, theoretischen Ellipsentiefe beträgt.
4. Schwanzloses Flugzeug mit positiv oder negativ gepfeilten Tragflächen, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t , daß die jeweilige örtliche Tragflügel Tiefe gleich der entsprechenden örtlichen Tragflügel Tiefe der ungepfeilten Tragflügel des Flugzeuges nach Anspruch 1, 2 oder 3 ist.

5. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 4, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t, daß die Tragflügelquerschnitte Laminarprofile sind.
6. Flugzeug nach Anspruch 5, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t, daß die Tragflügelquerschnitte Laminarprofile mit S-Schlag sind, die positive Momentenbeiwerte besitzen.
7. Flugzeug nach Anspruch 5, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t, daß die Tragflügelquerschnitte Laminarprofile sind und die Tragflügel (1) an ihrem hinteren Ende jeweils Hilfsflügel (2) besitzen, die nach hinten über die Hinterkante der Tragflügel hinausragen und unter Freilassung eines Luftspaltes zwischen Tragflügel (1) und Hilfsflügel (2) am Tragflügel befestigt sind.
8. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 7, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t, daß an jedem Tragflügel (1) ein vom Querruder (4) unabhängiges Höhenruder (5) vorgesehen ist, das sich in Rumpfnähe und mindestens teilweise innerhalb des Bereiches verbreiteter Flügeltiefe befindet.
9. Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 8, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t, daß es in seinem Inneren eine Vorrichtung zur Ballastverschiebung enthält.
10. Flugzeug nach Anspruch 9, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t, daß die Vorrichtung die Lage von flugzeuginternen Antriebs-, Steuer- und Regelvorrichtungen, des Pilotengewichtes und/oder Fremdballast bezüglich des Flugzeugumpfes verändert.
11. Flugzeug nach Anspruch 9, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t, daß die Vorrichtung Mittel zum Verlagern von Flüssigkeitsvolumina zwischen mindestens zwei Tanks enthält.

12. Als Segelflugzeug ausgebildetes schwanzloses Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 11, d a d u r c h g e - k e n n z e i c h n e t , daß es zwei Ausklinkvorrichtungen oder Hochstarthaken (7) aufweist, die symmetrisch beiderseits der Längsachse und jeweils mit kurzem Abstand zum Gesamtschwerpunkt (5) angeordnet sind.
13. Flugzeug nach Anspruch 12, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t , daß die beiden Ausklinkvorrichtungen oder Hochstarthaken (7) jeweils an der Stelle unter einem Tragflügel in Rumpfnähe angeordnet sind, die etwa dem geringsten Abstand zum Gesamtschwerpunkt (5) entspricht.
14. Als Modellflugzeug ausgebildetes schwanzloses Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 13, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t , daß der Tragflügel (1) an seinem rumpfseitigen Ende einen sich entlang der Tragflügel-tiefe erstreckenden vorspringenden Ansatz (9) aufweist, der für eine lösbare Befestigung in eine Nut (10) im Rumpf (6) eingreift, deren Form der Ansatzform derart genau entspricht, daß der Tragflügel (1) durch diese Passung bezüglich des Rumpfes (6) justiert ist.
15. Flugzeug nach Anspruch 14, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t , daß der Ansatz (9) in der Nut (10) mittels Bolzen (11) befestigbar ist.
16. Flugzeug nach Anspruch 14 oder 15, d a d u r c h g e k e n n z e i c h n e t , daß der Tragflügel (1) mittels zusätzlicher Leisten oder Streben (12) am Rumpf (6) befestigt ist, die aus dem Inneren des Tragflügels in das Innere des Rumpfes ragen und mittels üblicher Befestigungsmittel, wie Bolzen, Schrauben, Schnapper, Splinte im Inneren des Rumpfes befestigt sind.

Dr. rer. nat. Helga Schüler
PATENTANWALT

4

2803041

6000 Frankfurt/M.1, 24.1.1978
Kaiserstraße 69 Dr. HS/DD
Telefon (0611) 253333
Postscheck-Konto: 188724-803 München
Bankkonto: 229/9121
Deutsche Bank AG, Frankfurt/M.

PA - 1

Anmelder: Dieter Paff
Hermann-Küster-Str. 37
6230 Frankfurt/Main-Sindlingen

Schwanzloses Flugzeug

Die Erfindung betrifft ein schwanzloses Flugzeug mit elliptischen Flügeln oder durch Rechtecke und/oder Trapeze angenäherten elliptischen Flügeln. Sie bezieht sich insbesondere auch auf Nurflügelflugzeuge, die kein Seitenleitwerk und kein Höhenleitwerk, d.h. keine vertikalen und horizontalen Stabilisierungsflächen besitzen.

Die schwanzlosen Flugzeuge, auf die sich die Erfindung bezieht, können sowohl Segelflugzeuge als auch Motorflugzeuge sein. Auch für die Art ihrer Bauweise bestehen keine Beschränkungen. So können beispielsweise die Tragflügel in offener oder geschlossener Holzbauweise, in Rippenbauweise, mit oder ohne Holm, als beplankter Hartschaumstoffkern oder aus Vollglasfaserverstärktem-Kunststoff mit selbsttragenden Flügelschalen mit oder ohne Holm, aus tiefgezogenen, gepreßten oder gespritzten Flügelschalen aus thermo- oder duroplastischen Kunststoffen hergestellt sein. Obgleich die Erfindung vorzugsweise für Modellflugzeuge anwendbar ist, bestehen keine Schwierigkeiten oder Einschränkungen, die Erfindung auch bei bemannten Flugzeugen anzuwenden.

909831/0032

- 2 -

Da ein schwanzloses Flugzeug kein separates Höhenleitwerk besitzt, müssen die Profile und die Tragflügelumrisse bei einem schwanzlosen Flugzeug unter besonders sorgfältiger Beachtung der Erzielung von Stabilität ausgewählt werden. Andererseits müssen beim Bau von Flugzeugen immer Kompromisse in Kauf genommen werden, da beispielsweise jede Umrißform im Bau, in der Aerodynamik, in der Flugmechanik und in der Statik Vor- und Nachteile aufweist. So ist beispielsweise bekannt, daß mit einem sogenannten "elliptischen Flügel" eine günstige Verringerung des induzierten Widerstandes erreicht wird. Als "elliptischer Flügel" bzw. Flügel mit "Ellipsenprofil" wird hier ein Flügelumriß bezeichnet, bei dem das Auftragen des Produktes aus dem örtlichen Auftriebsbeiwert (C_A) und der örtlichen Tiefe (t) über der Halbspannweite des Flügels die Kurvenform einer Viertel-Ellipse liefert. Nähere Einzelheiten zu diesen Berechnungen können beispielsweise in "Aerodynamik der reinen Unterschallströmung" von F. Dubs gefunden werden. Da der Bau eines rein elliptischen Flügels jedoch starke Bauschwierigkeiten aufwirft und die Herstellung von Tragflügeln mit derartigen Umrissen stark verteuert, hat es sich als vorteilhaft und üblich erwiesen, das Ellipsenprofil durch ein Trapez, ein Doppeltrapez, mehrere Trapeze oder die Kombination aus einem Rechteck und einem oder mehreren Trapezen anzunähern. Insbesondere das Doppeltrapez liefert eine gute Annäherung an das Ellipsenprofil und kann dabei als ein Optimum bezüglich der Bauschwierigkeiten, des Flügelgewichtes, der Dämpfung der Neigung zum seitlichen Abkippen, usw. bei Lieferung des geringsten Zusatzwiderstandes angesehen werden. Berechnungen hierzu sind beispielsweise zu finden in: "Der Einfluß der aerodynamischen Entwurfsgrößen auf die Leistungen von Segelflugzeugen" von Professor E. Thomas, veröffentlicht im Aerokurier. Bei einem Doppeltrapez- oder Rechteck-Trapez-Profil, das ein Ellipsenprofil annähert, ist im wesentlichen die Ellipsenfläche gleich der durch Trapeze und/oder Rechtecke angenäherten Fläche.

Es ist nun zwar bekannt, schwanzlose Flugzeuge so auszulegen, daß sie eine hohe Flugleistung besitzen, d.h. beispielsweise in einem Geschwindigkeitsbereich niedrige Sinkgeschwindigkeit und eine große Gleitzahl aufweisen, oder aber andererseits so auszulegen, daß sie möglichst hohe Flugstabilität besitzen. So wird beispielsweise für den stabilen Flug eine mehr oder weniger starke Schränkung des Flügels bei Flügelgrundrissen mit Pfeilung oder aber die Verwendung von Profilen mit positivem Momentenbeiwert bei schwach oder nicht gepfeilten Flügelgrundrissen notwendig sein, während andererseits hohe Flugleistungen eher mit geraden Tragflügeln ohne Pfeilung und mit hoher Streckung erzielt werden.

Es ist daher Aufgabe der Erfindung, ein schwanzloses Flugzeug mit hoher Stabilität zu schaffen, das trotzdem hohe Flugleistungen erzielt. Dabei soll die Flügelgeometrie trotz ihrer Lieferung eines höchsten Maßes an Flugstabilität noch eine einfache gute Annäherung an den elliptischen Flügel zulassen.

Diese Aufgabe wird durch ein schwanzloses Flugzeug der eingangsbeschriebenen Art gelöst, bei dem die örtliche Tragflügeltiefe jeweils rumpfseitig über mindestens 10 % der Länge der Tragflügelhalbspannweite gegenüber der dem Ellipsenprofil entsprechenden örtlichen Tiefe vergrößert ist, wobei die stärkste Verbreiterung mehr als 10 % beträgt und der derart verbreiterte Tragflügelbereich im wesentlichen stetig in das übrige exakte oder angenäherte Ellipsenprofil übergeht.

Die rumpfseitig somit gemäß der Erfindung vergrößerte Flächentiefe der Tragflügel liefert eine hohe Flugstabilität. Da andererseits, wie oben ausgeführt, das Produkt aus dem örtlichen Auftriebsbeiwert und der örtlichen Tiefe für die elliptische Kurvenform bzw. ihre linearen Näherungen maßgebend ist, können durch die Vergrößerung der örtlichen Flächentiefe Profile mit niedrigeren örtlichen Auftriebsbeiwerten eingesetzt werden, wobei trotzdem das Produkt aus örtlicher Flächentiefe und in etwa der

- 4 - 7

elliptischen Auftriebsverteilung entspricht. Insbesondere wird es möglich, Tragflügelprofile zu verwenden, die sowohl eine hohe Flugleistung als auch eine große Flugstabilität ermöglichen.

Es wird besonders bevorzugt, daß die Länge des verbreiterten Tragflügelbereiches 10 bis 50 % der Halbspannweite beträgt. Ein noch stärker zu bevorzugender Bereich sind 25 bis 30 % der Halbspannweite.

Es hat sich weiterhin als vorteilhaft erwiesen, die Tragflügel-tiefe an der Stelle der stärksten Verbreiterung etwa 110 bis etwa 180 %, vorzugsweise 120 bis 150 %, der örtlich entsprechenden äquivalenten theoretischen Ellipsentiefe betragen zu lassen.

In diesen Bereichen ergeben sich besonders optimale Flugleistungen bei hoher Flugstabilität.

Es ist weiterhin vorteilhaft, den Bereich der stärksten Verbreiterung jeweils direkt in Rumpfnähe anzuordnen. Der Flügel erhält somit seine größte Tiefe bei seiner Ansatzstelle am Rumpf.

Bei schwanzlosen Flugzeugen werden die Tragflügel häufig in Pfeilform ausgebildet, da die Pfeilform unter anderem in Verbindung mit einer Schränkung eine gewisse Flugstabilität ermöglicht. Da andererseits häufig ungünstigere Auftriebsverteilungen als bei einem gleich großen ungepfeilten Flügel in Kauf genommen werden müssen, ist es besonders wünschenswert, auch ein derartiges "gepfeiltes" Flugzeug zu stabilisieren. Daher liegt eine besondere Ausführungsform der Erfindung darin, daß bei einem schwanzlosen Flugzeug mit positiv oder negativ gepfeilten Tragflügeln bis zu etwa 10° positiver oder negativer Pfeilung die jeweilige örtliche Tragflügeltiefe jeweils rumpfseitig über mindestens 10% der Länge der Tragflügelhalbspannweite gegenüber der dem entsprechenden gepfeilten Ellipsenprofil entsprechenden örtlichen Tiefe vergrößert ist, wobei die

908831/0032

- 8 - 8

stärkste Verbreiterung ebenfalls mehr als 10 % beträgt. Hierbei wird der Begriff der "Pfeilung" im allgemein üblichen Sinne verwendet: und zwar ist keine Pfeilung vorhanden, wenn die t/4-Linie (d.h. die Linie, die diejenigen Punkte miteinander verbindet, die auf 25 % der örtlichen Tragflügeltiefe, gemessen von der Nasenkante, liegen) im rechten Winkel zur Längsachse des Flugzeuges verläuft; die Pfeilung ist positiv, wenn die t/4-Linie im spitzen Winkel zur Längsachse des Flugzeugs nach hinten verläuft, und die Pfeilung ist negativ, wenn die t/4-Linie im spitzen Winkel zur Längsachse des Flugzeugs nach vorn verläuft.

In jedem Falle etwaiger vorhandener Pfeilung verleiht die erfindungsgemäße Verbreiterung des Tragflügels in Rumpfnähe dem Flugzeug eine bemerkenswert erhöhte Stabilität. Vorwiegend wird hierbei die Drehung des Flugzeuges um die Querachse stabilisiert.

Bei schwanzlosen Flugzeugen sind üblicherweise das Höhenruder und das Querruder in einer Klappe kombiniert am Tragflügelende vorgesehen. Die Querruder verhindern oder dienen zur Drehung um die Längsachse und werden zur Drehung um die Längsachse entgegengesetzt ausgeschlagen. Sollen die Klappen jedoch als Höhenruder zur Verhinderung der Drehung oder zur Drehung um die Querachse eingesetzt werden, so werden die beiden Klappen entweder beide nach oben oder beide nach unten bewegt. Da nun bei dem schwanzlosen Flugzeug nach der Erfindung die Stabilität gegen Drehung um die Querachse im wesentlichen im mittleren Bereich des Flugzeuges, d.h. in Rumpfnähe, erzeugt wird, hat es sich als zweckmäßig erwiesen, die Klappen zur Lagesteuerung um die Querachse auch in diesen Bereich zu verlegen. Daher ist nach einer bevorzugten Ausführungsform der Erfindung das Höhenruder unabhängig vom Querruder als zweite Klappe am Tragflügel in Rumpfnähe vorgesehen, so daß das Flugzeug also insgesamt vier Klappen, nämlich zwei Querruder und zwei Höhenruder, aufweist.

- 6 -

808831/0032

Durch diese unabhängigen Höhenruder wird die Stabilität und die Flugleistung bei Flugmanövern weiterhin verbessert.

Untersuchungen über die Tragflügelprofile haben gezeigt, daß das schwanzlose Flugzeug nach der Erfindung vorzugsweise Tragflügelquerschnitte besitzt, die Laminarprofile sind.

Insbesondere zu bevorzugen sind Tragflügelquerschnitte, die Laminarprofile mit "S-Schlag" sind und die vorzugsweise positive Momentenbeiwerte besitzen.

Ein besonders vorteilhaftes Laminarprofil ist beispielsweise FX 05-H-126, das von F.X. Wortmann in "Experimentelle Untersuchungen an neuen Laminarprofilen für Segelflugzeuge und Hubschrauber" in Zeitung für Flugwissenschaft 1957 beschrieben ist.

Zur Abwandlung in ein Laminarprofil mit S-Schlag hat sich insbesondere das Profil FX 62-K-131/17 als vorteilhaft erwiesen, das von D. Althaus im Stuttgarter Profilkatalog (Techn. Universität Stuttgart, Eigenverlag) beschrieben ist.

Es ist besonders zweckmäßig, Laminarprofile zu wählen, die einen positiven Momentenbeiwert besitzen, da Profile mit positivem Momentenbeiwert weitgehend eine aufrichtende Kraft erfahren. Die Lage des Druckpunktes wandert mit wachsender Geschwindigkeit nach vorne, und wenn der Druckpunkt vor dem Schwerpunkt liegt, wirkt die Kraft aufrichtend, so daß sich rückführende Momente ergeben und damit insgesamt ein stabiles Flugverhalten.

- 7 - 10

Eine weitere Verbesserung des erfindungsgemäßen Flugzeuges, dessen Tragflügelquerschnitte Laminarprofile sind, besteht darin, daß die Tragflügel an ihrem hinteren Ende jeweils Hilfsflügel besitzen, die nach hinten über die Hinterkante der Tragflügel hinausragen und unter Freilassung eines Luftspaltes zwischen Tragflügel und Hilfsflügel am Tragflügel befestigt sind.

Die Luft, die unter dem Tragflügel abströmt, strömt zum größten Teil durch den Spalt zwischen Tragflügel und Hilfsflügel, während der restliche Teil dieser Strömung zusammen mit zusätzlicher Luft unter dem Hilfsflügel entlangströmt. Hierdurch entsteht an dem Hilfsflügel ein zusätzlicher Auftrieb. Insgesamt wird dadurch zum einen die Strömung um den Tragflügel stabilisiert und zum anderen die Flugstabilität insgesamt erhöht.

In einer besonders bevorzugten Ausführungsform ist der Hilfsflügel verstellbar am Tragflügel befestigt.

Vorteilhafte Verstellmöglichkeiten des Hilfsflügels sind zum einen eine Drehung des Hilfsflügels um seinen Befestigungspunkt an der Halterung, die ihn mit dem Tragflügel verbindet, und/oder zum anderen eine Verschiebung des Hilfsflügels in Richtung der Tragflügeltiefe nach vorne oder hinten.

Bei Modellflugzeugen wird es sich im Hinblick auf die Bauschwierigkeiten jedoch im allgemeinen als zweckmäßig erweisen, eine feste Halterung zwischen Hilfsflügel und Tragflügel vorzusehen, die optimalen Strömungsverhältnissen bei besonders bevorzugten Geschwindigkeitsbereichen für das Flugzeug und gewünschten Anstellwinkeln angepaßt ist.

Durch die Anbringung eines Hilfsflügels am Tragflügel können die Strömungsverhältnisse an der Hinterkante des Tragflügels derart optimallisiert werden, daß Tragflügel mit Laminarprofilen ohne S-förmigen Profilauslauf verwendet werden können. Da die zum S-Profilauslauf langgezogene Hinterkante eines Tragflügels üblicherweise relativ dünn ist, sodaß sich die Klappen nur schwer anbringen lassen und auch relativ unstabil sind, entsteht dadurch der Vorteil, die Klappen an einem Laminarprofil ohne S-förmigen

909831/0032

- 8 - 11

Profilauslauf mechanisch stabiler auszubilden. Besonders hervorzuheben ist dabei noch, daß durch diese Anordnung von Hilfsflügeln hinter bzw. unter dem eigentlichen Tragflügelprofil eine zusätzliche Verbesserung der Flugstabilität und der Flugleistung erreicht wird.

Allgemein ist zur Auswahl und Abwandlung der Profile zu bemerken, daß aus dem "Stuttgarter Profilkatalog" (Technische Universität Stuttgart, Eigenverlag) Laminarprofile mit negativem Momentenbeiwert ausgewählt werden können, die gegebenenfalls durch Anbringung von Hilfsflügeln geeignet verbessert werden können. Andererseits können auch konventionelle Laminarprofile ausgewählt werden, die durch Abwandlung des Profilauslaufs derart gestaltet werden, daß das Profil positive Momentenbeiwerte erhält oder zumindest druckpunktfest wird.

Wenn zu höheren oder niedrigeren Fluggeschwindigkeiten aus der eingetrimmten Normallage übergegangen werden soll, verändert sich die Lage des Druckpunktes relativ zum Schwerpunkt. Um die daraus resultierenden Auftriebsmomente zu kompensieren, muß der Momentenbeiwert durch positive oder negative Klappen ausschläge der neuen gewünschten Fluggeschwindigkeit angepaßt werden. Bei Klappen ausschlägen für den Bereich des geringsten Sinkens entsteht dabei eine zusätzliche Flügelschränkung im Bereich der Höhenruderklappe, wodurch das Produkt aus Flügeltiefe mal dem örtlichen Auftriebsbeiwert noch besser dem äquivalenten Wert des Ellipsenflügels angepaßt wird, so daß im Bereich des größten induzierten Widerstandes optimale Werte erreicht werden und damit sehr gute Sinkgeschwindigkeiten des Flugzeuges.

Andererseits bewirken positive Höhenruderausschläge zur Erzielung größerer Fluggeschwindigkeiten sowohl eine Verringerung der positiven Momentenbeiwerte und damit eine Verringerung der Flugstabilität im hohen Schnellflug als auch eine Erhöhung des Gesamtwiderstandes durch die Klappen ausschläge und die dann ungünstigere elliptische Auftriebsverteilung.

Eine weitere Ausführungsform der Erfindung sieht deshalb vor, nicht die Momentenänderung zur Erreichung einer anderen höheren Fluggeschwindigkeit durch Klappen ausschläge zu erzielen, sondern durch Verlegung des Schwerpunktes jeweils in die Position der für die gewünschte Geschwindigkeit passenden Druckpunktlage.

Dadurch bleibt sowohl die Flugstabilität bei höheren Geschwindigkeiten immer positiv als auch der induzierte Widerstand kleinstmöglich. Auch die Zunahme des Gesamtwiderstandes durch positive Klappen ausschläge entfällt. Durch diese Schwerpunktverschiebung wird deshalb die Flugleistung im gesamten Geschwindigkeitsbereich deutlich verbessert.

Um eine Korrektur des Schwerpunktes zu bewirken, wird nach einer weiteren Ausführungsform der Erfindung im Inneren des Flugzeugs Ballast verschoben, um den Schwerpunkt zu verlagern. Insbesondere ist eine Vorrichtung zur Ballastverschiebung im Inneren des Flugzeuges, vorzugsweise im Inneren des Rumpfes, vorgesehen.

Je nach Art des Ballastes, der verschoben werden soll, ist die Vorrichtung verschieden ausgebildet. Als Ballast können beispielsweise flugzeuginterne Antriebs-, Steuer- und Regelvorrichtungen verschoben werden. Dadurch, daß diese ohnehin innerhalb des Flugzeugs vorhandenen Vorrichtungen als Ballast verschoben werden, kann das Einfügen zusätzlicher Gewichte vermieden werden.

Bei Modellflugzeugen werden daher die genannten Antriebs-, Steuer- und/oder Regelvorrichtungen vorzugsweise auf einem Schlitten montiert, der durch an sich bekannte Mittel wie beispielsweise Servomotoren mit entsprechenden Übertragungsgliedern, wie beispielsweise Zahnstangen, Gummiradkupplungen usw., verschoben wird.

Bei bemannten Flugzeugen ist es darüber hinaus möglich, den Pilotensitz mit dem Piloten zu verschieben. Vorrichtungen zum Verschieben von Sitzen sind allgemein bekannt, wobei üblicherweise der Sitz in seinem unteren Teil mit kufenartigen Ansätzen versehen ist, die sich in Schienen bewegen. Bei anderen Verschiebungsvorrichtungen laufen Rollen in Schienen. Derartige Vorrichtungen sowie die dazu erforderlichen Justiermöglichkeiten sind dem Fachmann an sich bekannt und müssen hier nicht weiter ausgeführt werden.

Wenn es das Flugzeuggewicht zuläßt, kann auch Fremdballast mitgeführt und verschoben werden. All diese Ballastarten können wahlweise einzeln oder in Kombination verlagert oder verschoben werden.

Da jedoch das gleichmäßige und kontinuierliche gesteuerte Verschieben von festen Gegenständen die Verwendung relativ teurer Präzisionseinrichtungen erfordert und darüber hinaus die Verschiebung von Steuer- und Antriebsvorrichtungen, die zum Betrieb des Flugzeuges notwendig sind, mit der Gefahr des fehlerhaften Arbeitens dieser Vorrichtungen verbunden ist, wird es gemäß einer weiteren vorteilhaften Ausführungsform der Erfindung bevorzugt, daß Flüssigkeitsvolumina zwischen Tanks verlagert wird. Durch Anbringung von Flüssigkeitstanks kann die Lage des Schwerpunktes leicht und präzise festgelegt werden. Durch beispielsweise Umpumpen der Flüssigkeit von einem Tank in einen anderen wird der Schwerpunkt auf einfache Weise gleichmäßig und kontinuierlich verlagert. Hierbei werden an sich bekannte Mittel, wie Flüssigkeitspumpen, die vom Piloten von Hand oder bei Modellflugzeugen ferngesteuert sind, die Flüssigkeit von einem oder mehreren Tanks in einen anderen bzw. mehrere andere umpumpen, verwendet.

Der Schwerpunkt wird zur Erzielung hoher Fluggeschwindigkeiten nach vorn verschoben. Dadurch wird der Anstellwinkel verkleinert und korrigiert, sodaß hohe Geschwindigkeitsbereiche erreicht werden können. Hierdurch ist es möglich, besonders hohe Schnellflugleistungen bei hoher Stabilität zu erzielen. Außerdem verlieren die verschiedenen Geschwindigkeitsbereiche ihren Einfluß

auf die Flugstabilität.

Die Möglichkeit der Schwerpunktverschiebung kann darüber hinaus auch bei Start und Landung mit Vorteil eingesetzt werden. Wenn beispielsweise die Fluggeschwindigkeit zur Landung stark verringert wird, kann durch Verschieben des Schwerpunktes nach hinten die Lage des Flugzeuges korrigiert und die Stabilität erhöht werden.

Die Vorrichtungen zur Schwerpunktverschiebung sind deshalb insbesondere bei schwanzlosen bzw. Nurflügelflugzeugen mit Vorteil einsetzbar, da die Stabilisierung durch herkömmliche Leitwerke teilweise bzw. ganz entfällt. Wenn auch das schwanzlose Flugzeug gemäß der vorliegenden Erfindung durch die Tragflügelverbreiterung in Rumpfnähe bereits eine verbesserte Stabilität besitzt, so ist doch die zusätzliche Verbesserung der Stabilität von großem Vorteil.

Bei Segelflugzeugen besteht eine allgemein übliche Art des Startes darin, daß das Flugzeug mit Hilfe einer langen Leine hochgezogen wird. Die Ausklinkvorrichtung bei bemannten Segelflugzeugen bzw. der Hochstarthaken bei Segelflugmodellen ist im allgemeinen etwa in einem Winkel von 30° vor dem Schwerpunkt an der Rumpfunterseite befestigt. Da nun bei einem schwanzlosen Flugzeug, insbesondere bei einem Nurflügelflugzeug, das dämpfende und stabilisierende Leitwerk fehlt, ist bei einem als Segelflugzeug ausgebildeten schwanzlosen Flugzeug nach der vorliegenden Erfindung die Vorrichtung zum Hochziehen des Flugzeuges vorzugsweise in Form zweier Ausklinkvorrichtungen bzw. zweier Hochstarthaken bei Modellen ausgebildet, die jeweils symmetrisch beiderseits der Längsachse und jeweils mit kurzem Abstand zum Gesamtschwerpunkt angeordnet sind.

Besonders bevorzugt wird, daß die beiden Ausklinkvorrichtungen bzw. Hochstarthaken jeweils an der Stelle unter einem Tragflügel in Rumpfnähe angeordnet sind, die etwa dem geringsten Abstand zum

- 12 - 15

Gesamtschwerpunkt entspricht. Dabei werden kurze Abstände zum Gesamtschwerpunkt sowohl in der vertikalen als auch in der horizontalen Ebene eingehalten. Die beiden Befestigungsvorrichtungen für das obere Ende der Hochstartleine liegen demnach jeweils auf einer Flügelhälfte in Rumpfnähe, so daß sich ein möglichst kleiner Abstand zum Gesamtschwerpunkt ergibt. Durch die doppelte Ausführung und die beschriebene Anordnung der Befestigungsvorrichtung für das obere Ende der Leine wird ein sicheres Hochziehen gewährleistet. Die Stabilität des schwanzlosen Flugzeuges wird beim Hochziehen im Vergleich zu der herkömmlicherweise einfachen Befestigungsvorrichtung merklich erhöht. Insbesondere werden Drehungen um die Längsachse und um die Hochachse des Flugzeuges aufgrund der doppelten Ausführung der Befestigungsvorrichtung stark verringert.

Zur Erzielung einer guten Abdichtung des Flügel-/Rumpfüberganges erweist es sich als vorteilhaft, den Tragflügel an seinem rumpfseitigen Ende mit einem sich entlang der Tragflügeltiefe erstreckenden vorspringenden Ansatz zu versehen, der in eine Nut im Rumpf paßt und in diese eingreift, deren Form der Ansatzform derart genau entspricht, daß der Tragflügel durch diese Passung bezüglich des Rumpfes justiert eingesetzt werden kann. Die Befestigung des Tragflügels mittels eines derartig ausgebildeten Ansatzes in einer Nut im Rumpf wird vorzugsweise lösbar ausgeführt. Bei kleineren Modellflugzeugen, die nicht mehr auseinandergenommen werden sollen, ist auch eine unlösbare Befestigung, beispielsweise durch Kleben, möglich.

Für eine lösbare Befestigung des Ansatzes in der Nut können an sich bekannte Befestigungsvorrichtungen, wie beispielsweise Bolzen, verwendet werden.

Die Länge des Ansatzes an dem Tragflügel wird vorzugsweise möglichst groß gewählt, um eine gute, feste Passung zu erzielen. Da andererseits bei einem schwanzlosen Flugzeug mit der erfindungsgemäßen Verbreiterung des Tragflügels in Rumpfnähe das

Höhenruder nach einer besonderen Ausführungsform der Erfindung vom Querruder getrennt an der Hinterkante des Tragflügels in Rumpfnähe vorgesehen ist, wird in diesem Falle die Länge des Ansatzes begrenzt, da das Höhenruder beweglich bleiben muß.

Es ist bei größeren Flugmodellen vorzuziehen, daß der Tragflügel mittels zusätzlicher Leisten oder Streben am Rumpf befestigt ist, die sich aus dem Inneren des Tragflügels bis in das Innere des Rumpfes erstrecken und ebenfalls mittels üblicher Befestigungsmittel, wie Bolzen, Schrauben, Schnapper, Splinte usw. im Inneren des Rumpfes befestigt sind. Hierdurch wird bei großen Tragflügelhalbspannweiten eine sicherere Befestigung der lösbar befestigten Tragflügel am Rumpf gewährleistet, während die Justierung im wesentlichen durch Ansatz und Nut erfolgt.

Die Erfindung wird nun im einzelnen durch Ausführungsbeispiele anhand der beigefügten Zeichnungen näher erläutert.

In den Zeichnungen zeigen:

- Figur 1 ein schwanzloses Flugzeug nach der Erfindung in Draufsicht;
- Figur 2 den Tragflügel eines schwanzlosen Flugzeuges einer anderen Ausführungsform der Erfindung mit gepfeilten Flügeln ebenfalls in Draufsicht;
- Figur 3 und 4 Querschnitte durch den Tragflügel in Figur 1 entlang der Linien A-A bzw. B-B (vergrößert);
- Figur 5 ein für Nurflügelflugzeuge bevorzugtes Laminarprofil mit S-Schlag, das positiven Momentenbeiwert besitzt;
- Figur 6 eine Querschnittsansicht eines Tragflügels mit Laminarprofil in Kombination mit einem Hilfsflügel;
- Figur 7 eine andere Ausführungsform eines schwanzlosen Flugzeuges nach der Erfindung mit getrenntem Höhenruder in Draufsicht;

- 14 -
17

- Figur 8 eine Seitenansicht eines Segelmodellflugzeuges mit zwei Hochstarthaken gemäß der Erfindung;
- Figur 9 eine Querschnittsansicht des Flugzeuges nach Figur 8 in einer Ebene senkrecht zur Längsachse und durch die Hochachse;
- Figur 10 einen Schnitt durch die Ansatzstelle eines Tragflügels am Rumpf bei einem als Modellflugzeug ausgebildeten Flugzeug nach der Erfindung im Aufriß und
- Figur 11 einen Schnitt durch die Ansatzstelle eines Tragflügels am Rumpf, die in Figur 10 dargestellt ist, in Draufsicht.

Das in Figur 1 dargestellte schwanzlose Modellflugzeug besitzt Tragflügel 1, bei denen ein Ellipsenprofil durch zwei Trapeze T_1 und T_2 angenähert ist. Im Bereich des rumpfseitigen Trapezes T_1 ist die Tragflügeltiefe t über mehr als 10 % der Halbspannweite H örtlich um mehr als 10 % der dem Ellipsenprofil entsprechenden örtlichen Tiefe (bzw. Tiefe des Trapezes T_1) vergrößert. Eine derartige Verbreiterung erstreckt sich bis zu einem Teil der Halbspannweite, die in Figur 1 mit H_{Vergr} bezeichnet ist.

Durch die im Rumpfbereich vergrößerten Tragflügeltiefen besitzt das in Figur 1 dargestellte schwanzlose Flugzeug eine bessere Stabilität als ein herkömmliches Flugzeug, dessen Flügelumriß durch das Doppeltrapez T_1, T_2 gegeben ist.

Im dargestellten Beispiel verläuft die $t/4$ Linie in einem rechten Winkel zur Längsachse des Flugzeugs, so daß das Flugzeug insgesamt die Pfeilung 0 besitzt.

In Figur 2 ist dagegen der Tragflügel eines schwanzlosen Flugzeuges in Draufsicht dargestellt, bei dem das Ellipsenprofil

- 18 - 18

durch ein Rechteck R und ein Trapez T_3 angenähert ist und der eine negative Pfeilung aufweist, da die $t/4$ -Linie im spitzen Winkel zur Längsachse nach vorne verläuft. Gemäß der Erfindung ist dieser Tragflügel in Rumpfnähe verbreitert. Die in den Figuren 3 und 4 dargestellten Querschnitte der Tragflügel entlang der Linien A-A bzw. B-B erläutern diese Verbreiterung. An der Außenseite des Tragflügels, bei der Schnittlinie B-B, ist das in Figur 4 dargestellte tatsächliche Tragflügelprofil gleich dem Profil, das sich bezüglich der Flügeltiefe für einen unverbreiterten Flügel ergibt. In Figur 3 ist das tatsächliche Profil gemäß dem Schnitt A-A gegenüber dem Profil, das der Tragflügeltiefe des herkömmlichen, durch ein Rechteck R angenäherten Ellipsenprofils entspricht, verbreitert. Während die äußere Linie dem tatsächlichen Tragflügelprofil entspricht, ist das Profil, das der Rechtecknäherung entsprechen würde, innen eingezeichnet. Es ist ersichtlich, daß die Flügeltiefe t gegenüber der Tiefe t_{ell} , d.h. der äquivalenten Tiefe des Ellipsenprofils bzw. der Näherung des Ellipsenprofils, um mehr als 10 % vergrößert ist.

Das in Figur 4 dargestellte Tragflügelprofil ist ein Laminarprofil, dessen Profilauslauf S-förmig abgewandelt ist. Das gleiche Profil wird gemäß Figur 3 am Tragflügelquerschnitt A-A verwendet. Geringe Abwandlungen des Profils durch Flügelschränkung und Ähnliches sind jedoch möglich und liegen im Rahmen der Erfindung.

Ein besonders bevorzugtes Profil für ein Nurflügelflugzeug ist in Figur 5 dargestellt. Eine andere bevorzugte Ausführungsform eines derartigen Profils ist eine Abwandlung des Profils FX 62-K-131/17, das von D. Althaus im Stuttgarter Profilkatalog aaO. angegeben worden ist, das einen S-Schlag aufweist und einen positiven Momentenbeiwert besitzt.

- 16 -

909831/0032

Figur 6 zeigt ein Laminarprofil als Querschnitt durch einen Tragflügel eines schwanzlosen Flugzeuges nach der Erfindung, an dessen Hinterkante das Profil eines Hilfsflügels zu sehen ist. Der Hilfsflügel 2 ist mit dem Tragflügel 1 über eine Halterung 3 unter Belassung eines Luftspaltes zwischen dem Tragflügel 1 und dem Hilfsflügel 2 verbunden.

Figur 7 zeigt eine andere Ausführungsform eines schwanzlosen Flugzeuges nach der Erfindung in Draufsicht. An den Tragflügeln 1, die im Rumpfbereich gemäß der Erfindung verbreitert sind, sind am äußeren Ende jeweils als Querruder 4 dienende Klappen vorgesehen, während zusätzliche Höhenruder 5 an der Hinterkante der Tragflügel im verbreiterten Bereich in Rumpfnähe vorgesehen sind. Diese Höhenruder sind somit in dem Bereich angeordnet, der wesentlich zur Flugstabilität beiträgt.

Figur 8 zeigt eine Seitenansicht eines als Segel-Modellflugzeug ausgebildeten Flugzeuges nach der Erfindung in einer Ansicht vom Flügelende etwa in Richtung der Querachse des Flugzeuges auf den Rumpf 6. Ein Hochstarthaken 7 befindet sich an der Unterseite des Tragflügels 1 in geringstem Abstand zum Schwerpunkt. Eine Leine 8, die sich gabelt, ist mit ihrem einen Ende in diesem Hochstarthaken 7 eingehängt. Das andere Ende ist, vom Rumpf 6 verdeckt, unterhalb des anderen Tragflügels 1 an der symmetrisch entsprechenden Stelle befestigt.

Figur 9 zeigt eine verkleinerte Querschnittsansicht des Flugzeuges nach Figur 8 in einer Ebene, die durch die Hochachse und senkrecht zur Längsachse verläuft. Die beiden Hochstarthaken 7 sind jeweils an der Unterseite der Tragflügel 1 in kürzestem Abstand zum Schwerpunkt angeordnet.

An entsprechenden Stellen können bei bemannten Segelflugzeugen Ausklinkvorrichtungen vorgesehen sein.

Figur 10 zeigt schließlich die Ansatzstelle eines Tragflügels 1 am Rumpf 6 im Schnitt als Aufriß. Der Tragflügel 1 ist mit einem Ansatz 9 versehen, der sich in Richtung der Tiefe des Tragflügels erstreckt. Dieser Ansatz besitzt ein stirnseitiges Profil, das im wesentlichen dem Hohlprofil einer Nut 10 im Rumpf gleicht. Beim Einstecken des Ansatzes 9 in die Nut 10 wird dadurch die Stellung des Tragflügels 1 bezüglich des Rumpfes 6 erreicht. Wenn das beispielsweise zum Transport auseinandergenommene Modellflugzeug zusammengebaut werden soll, werden die Tragflügel 1 mit dem Ansatz 9 in die Nut 10 eingesetzt und mittels an sich bekannter Befestigungsmittel wie Bolzen, Schnapper, Schrauben oder dergleichen befestigt. Im dargestellten Beispiel wurde ein Bolzen 11 durch die Seitenwandung der Nut, den Ansatz 9 und die zweite Seitenwandung der Nut 10 hindurchgesteckt.

Eine Strebe 12, die im Rumpf 6 befestigt ist und durch eine Öffnung in der Seitenwand der Nut 10 hindurchragt, übernimmt die auftretenden Biegekräfte des Flügels 1.

Figur 11 zeigt einen Schnitt durch die Ansatzstelle des Tragflügels am Rumpf gemäß Figur 10 im Schnitt in Draufsicht. Der Ansatz 9 ist in die Nut 10 eingeschoben und mittels Bolzen befestigt. Die Länge des Ansatzes 9 erstreckt sich etwa von der Nasenkante des Flügels bis zum Ansatz einer Klappe 5, die als Höhenruder dient. Diese Klappe ist frei nach oben und unten beweglich.

Eine derartige lösbare Befestigung für Tragflügel von Modellflugzeugen am Rumpf liefert außer einer hervorragenden Zentrie-

rung und Justierung des Tragflügels eine feste Halterung des Tragflügels am Rumpf. Insbesondere bei Herstellung des Tragflügels und des Rumpfes aus glasfaserverstärktem Kunststoff (GfK) wird eine genaue Abstimmung des Ansatzprofils auf das Nutprofil möglich.

22
Leerseite

25-
2803041

Nummer:
Int. Cl.2:
Anmeldetag:
Offenlegungstag:

28 03 041
B 64 C 3/02
25. Januar 1978
2. August 1979

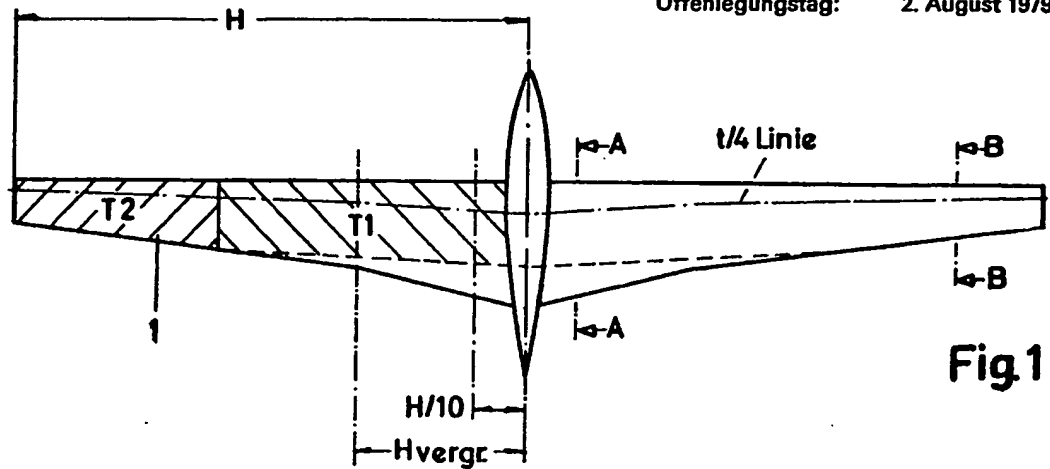


Fig.1

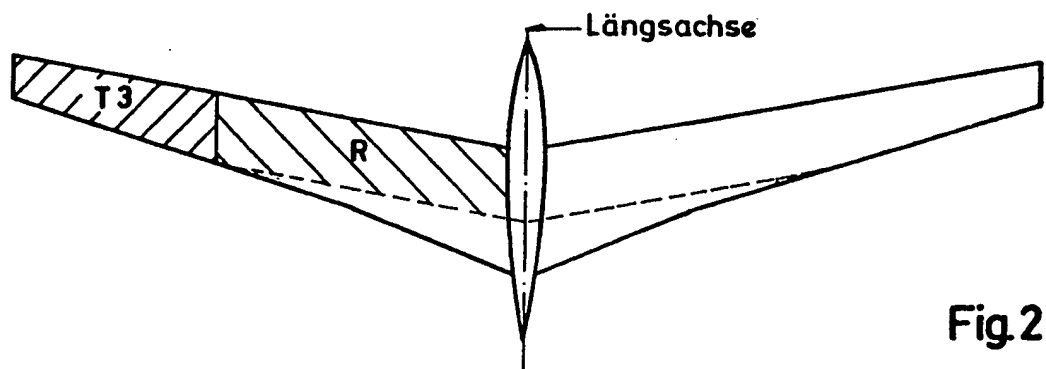


Fig.2

Schnitt A-A



Fig.3

Schnitt B-B



Fig.4



Fig.5

FX 05-H-126

909831/0032

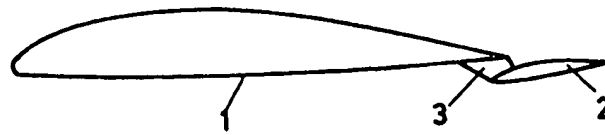


Fig. 6

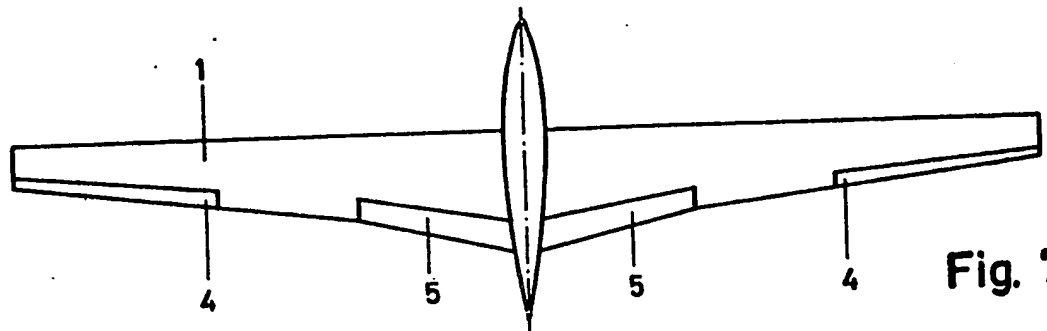


Fig. 7

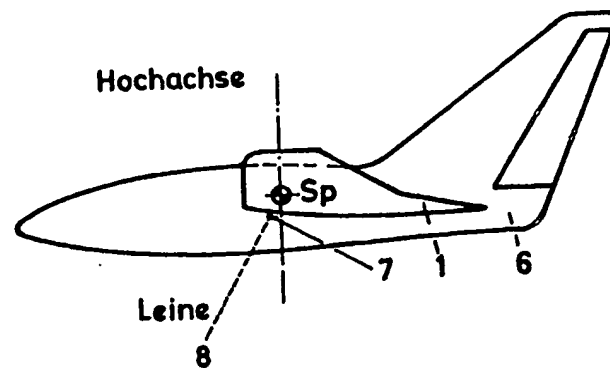


Fig. 8

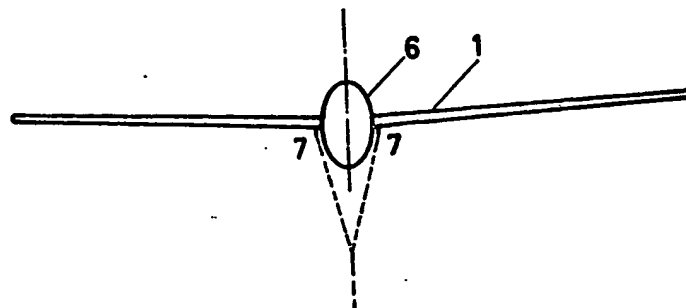


Fig. 9

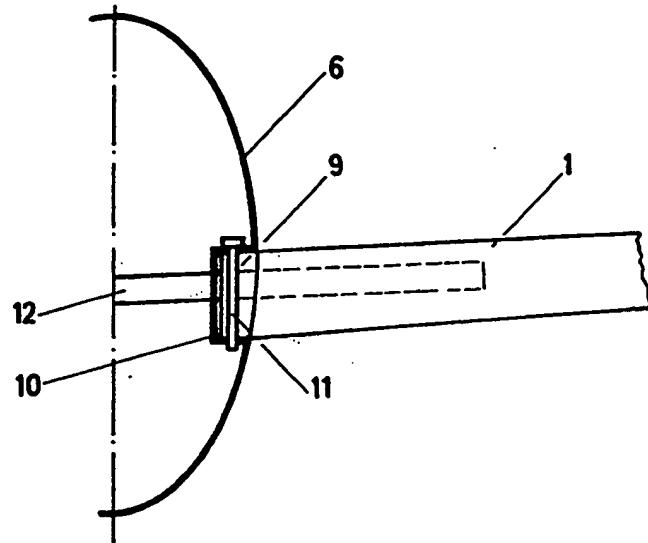


Fig.10

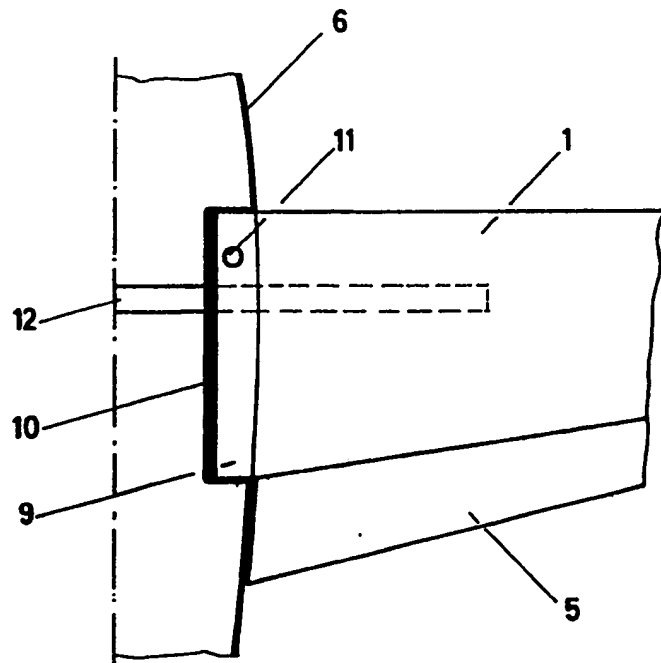


Fig.11